

(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION  
EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la Propriété  
Intellectuelle  
Bureau international



(43) Date de la publication internationale  
19 mai 2005 (19.05.2005)

PCT

(10) Numéro de publication internationale  
**WO 2005/045366 A1**

(51) Classification internationale des brevets<sup>7</sup> :  
G01C 19/00, B64G 1/28, G05D 1/08

(21) Numéro de la demande internationale :  
PCT/FR2004/002800

(22) Date de dépôt international :  
29 octobre 2004 (29.10.2004)

(25) Langue de dépôt : français

(26) Langue de publication : français

(30) Données relatives à la priorité :  
0312914 4 novembre 2003 (04.11.2003) FR

(71) Déposant (pour tous les États désignés sauf US) : EADS  
ASTRIUM SAS [FR/FR]; 37, avenue Louis Breguet,  
F-78140 Velizy Villacoubay (FR).

(72) Inventeurs; et  
(75) Inventeurs/Déposants (pour US seulement) : DEFEN-  
DINI, Ange [FR/FR]; Les Toulzas, F-31380 Montjoire  
(FR). GHEZAL, Mehdi [FR/FR]; 115, avenue Raymond  
Naves, F-31500 Toulouse (FR).

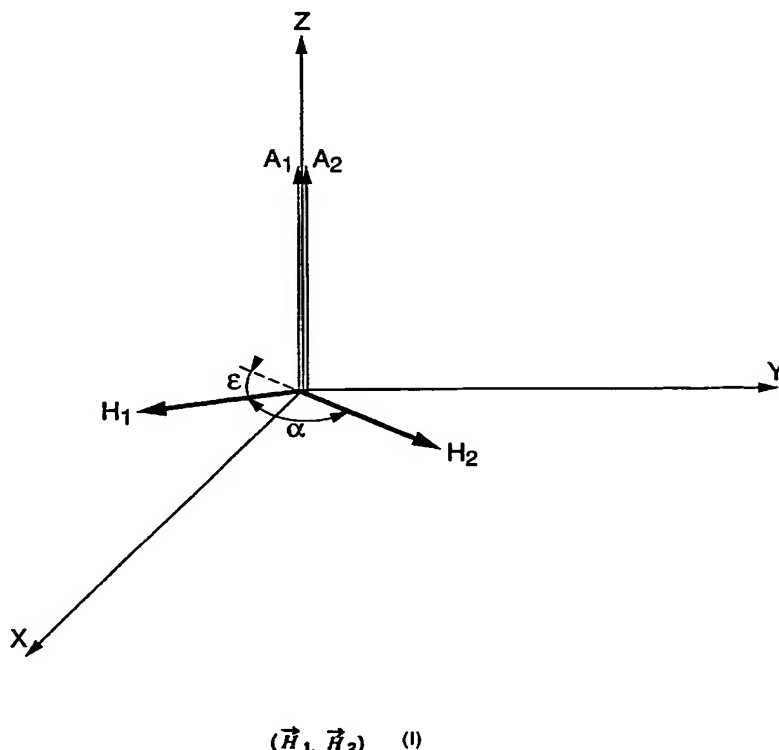
(74) Mandataires : BEROGIN, Francis etc.; Cabinet Plasser-  
aud, 65/67, rue de la Victoire, F-75440 Paris Cedex 09  
(FR).

(81) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de  
protection nationale disponible) : AE, AG, AL, AM, AT,

[Suite sur la page suivante]

(54) Title: METHOD OF CONTROLLING THE ATTITUDE OF SATELLITES, PARTICULARLY AGILE SATELLITES WITH  
A REDUCED NUMBER OF GYRODYNES

(54) Titre : CONTROLE D'ATTITUDE DE SATELLITES EN PARTICULIER AGILES A NOMBRE REDUIT DE GYRODYNES



(57) Abstract: The invention relates to a method of controlling the attitude of a satellite (1) comprising two gyrodynes (3, 4) and a third main actuator (2) which delivers torques at least along the Z axis. The inventive method consists in: fixing the gimbal axes, A1 and A2, of the gyrodynes (3, 4) parallel to Z; setting a non-zero bias (e) between the angular momentum vectors (Formula I) of the gyrodynes; using the measurements provided by the sensors on board the satellite to estimate the kinematic and dynamic variables necessary in order to control the attitude of the satellite (1); calculating set variables in order to realise the objectives assigned to the satellite (1) attitude control system; and using the deviations between the estimated variables and the set variables to calculate control orders and to send same to the main actuators (2, 3, 4) in order to control the changing deviations over time, the control orders transmitted to the gyrodynes (3, 4) comprising orders which are used to vary the orientation of the gimbal axis thereof.

[Suite sur la page suivante]

WO 2005/045366 A1



AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KP, KR, KZ, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MZ, NA, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, YU, ZA, ZM, ZW.

- (84) États désignés (sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasién (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), européen (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE, IT, LU, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

**Déclaration en vertu de la règle 4.17 :**

- relative à la qualité d'inventeur (règle 4.17.iv) pour US seulement

**Publiée :**

- avec rapport de recherche internationale  
— avant l'expiration du délai prévu pour la modification des revendications, sera republiée si des modifications sont reçues

En ce qui concerne les codes à deux lettres et autres abréviations, se référer aux "Notes explicatives relatives aux codes et abréviations" figurant au début de chaque numéro ordinaire de la Gazette du PCT.

(57) Abrégé : Le procédé de contrôle de l'attitude d'un satellite (1) comprenant deux gyrodynes (3, 4) et un troisième actionneur principal (2) délivrant des couples au moins suivant l'axe Z est tel qu'on fixe les axes cardans A1 et A2 des gyrodynes (3, 4) parallèles à Z, on imprime un biais ( $\epsilon$ ) non nul entre les vecteurs moments cinétiques Formule (I) des gyrodynes, on estime, à partir de mesures fournies par des capteurs à bord du satellite, les variables cinématiques et dynamiques nécessaires pour le contrôle d'attitude du satellite (1), on calcule des variables de consigne pour réaliser des objectifs assignés au système de contrôle d'attitude du satellite (1), et à partir d'écarts entre les variables estimées et de consigne, on calcule et envoie aux actionneurs principaux (2, 3, 4) des ordres de commande pour contrôler l'évolution des écarts dans le temps, les ordres de commande transmis aux gyrodynes (3, 4) comprenant des ordres pour faire varier l'orientation de leur axe cardan.